



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 114151137 B

(45) 授权公告日 2023. 09. 05

(21) 申请号 202111222096.2

(22) 申请日 2021.10.20

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 114151137 A

(43) 申请公布日 2022.03.08

(73) 专利权人 中国航发四川燃气涡轮研究院

地址 610500 四川省成都市学府路999号

(72) 发明人 马庆辉 娄德仓 周雷 严慧芳

赵维维 刘伽喆

(74) 专利代理机构 北京清大紫荆知识产权代理

有限公司 11718

专利代理师 秦亚群

(51) Int. Cl.

F01D 5/18 (2006.01)

F01D 25/12 (2006.01)

(56) 对比文件

CA 2777997 A1, 2012.11.27

CN 109356725 A, 2019.02.19

CN 109611212 A, 2019.04.12

CN 110529256 A, 2019.12.03

DE 102014220296 A1, 2016.04.07

CN 207194967 U, 2018.04.06

CA 2777977 A1, 2012.11.27

CN 111953232 A, 2020.11.17

CN 112228226 A, 2021.01.15

CN 110043332 A, 2019.07.23

CN 110920914 A, 2020.03.27

US 2004051002 A1, 2004.03.18

CA 2974920 A1, 2018.03.02

CN 102597459 A, 2012.07.18

CN 107288759 A, 2017.10.24

CN 109026400 A, 2018.12.18

US 10527003 B1, 2020.01.07

US 5438823 A, 1995.08.08

US 6415595 B1, 2002.07.09

刘友宏;李甲珊;唐世建;陆德雨;董海滨.涡轮冲压组合发动机燃油系统温升仿真研究.推进技术.2019,(第05期),第984-991页.

审查员 彭婷

权利要求书1页 说明书4页 附图1页

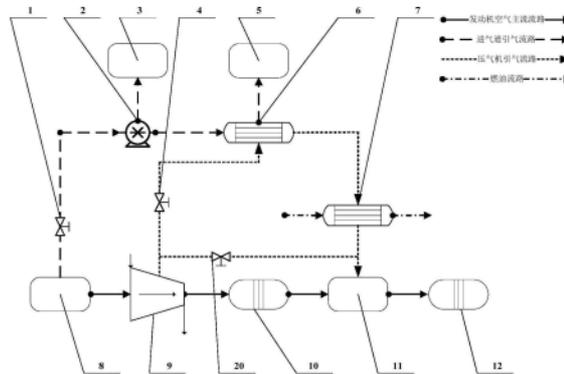
(54) 发明名称

一种高马赫数航空发动机舱与涡轮盘联合冷却热管理系统

(57) 摘要

本发明提供了一种高马赫数航空发动机舱与涡轮盘联合冷却热管理系统,包括发动机空气主流流路,发动机空气主流流路包括在空气流动方向上依次连通的冷气进气道、压气机、主燃烧室、涡轮和加力燃烧室,还包括空空换热器和空油换热器,空空换热器的冷气进气端与冷气进气道连通,空空换热器的热气进气端与压气机的热空气排气端连通,空空换热器的热空气排气端与空油换热器的热空气进气端连通,空油换热器还包括冷燃油输入端,空油换热器的空气输出端连接所述涡轮的冷却气进气端。本发明的热管理系统可以同时解决高速飞行器中航空发动机舱内温度高,成附件无法正常工作和压气机引气温度

高涡轮盘超温的问题。



CN 114151137 B

1. 一种高马赫数航空发动机舱与涡轮盘联合冷却热管理系统,包括发动机空气主流流路,所述发动机空气主流流路包括在空气流动方向上依次连通的冷气进气道、压气机、主燃烧室、涡轮和加力燃烧室,其特征在于:还包括空空换热器和空油换热器,所述空空换热器的冷气进气端与所述冷气进气道连通,所述空空换热器的热气进气端与所述压气机的热空气排气端连通,所述空空换热器的热空气排气端与所述空油换热器的热空气进气端连通,所述空油换热器还包括冷燃油输入端,所述空油换热器的空气输出端连接所述涡轮的冷却气进气端;

还包括,设置在所述冷气进气道与所述空空换热器之间的空气涡轮泵,所述空气涡轮泵的进气端连通所述冷气进气道,所述空气涡轮泵的第一排气端连通所述空空换热器的冷气进气端;

还包括发动机舱,所述空气涡轮泵的第二排气端连通所述发动机舱;

还包括第一控制阀门,所述第一控制阀门设置在所述冷气进气道与所述空气涡轮泵之间的连通管路上;

还包括第二控制阀门,所述第二控制阀门设置在所述压气机与所述空空换热器之间的连通管路上;

还包括第三控制阀门,所述压气机的热空气排气端还与所述涡轮的冷却气进气端连通,该连通管路上设置所述第三控制阀门;

其中,在航空发动机低速飞行时,关闭第一控制阀门和第二控制阀门,打开第三控制阀门;

在航空发动机高马赫数飞行时,打开第一控制阀门和第二控制阀门,关闭第三控制阀门。

2. 根据权利要求1所述的高马赫数航空发动机舱与涡轮盘联合冷却热管理系统,其特征在于:所述空油换热器的冷燃油输入端包括在燃油流动方向上依次连接的油箱、增压泵、大流量油路部分成附件和燃滑油换热器,所述燃滑油换热器的输出端连接所述空油换热器的冷燃油输入端。

3. 根据权利要求2所述的高马赫数航空发动机舱与涡轮盘联合冷却热管理系统,其特征在于:还包括燃油分布器,所述燃油分布器的输入端连接所述空油换热器的燃油输出端,所述燃油分布器的输出端连接所述加力燃烧室。

4. 根据权利要求3所述的高马赫数航空发动机舱与涡轮盘联合冷却热管理系统,其特征在于:还包括预旋喷嘴和涡轮盘腔,所述预旋喷嘴和涡轮盘腔依次设置在所述空油换热器的空气输出端与所述涡轮的冷却气进气端之间的连接管路上。

5. 根据权利要求1所述的高马赫数航空发动机舱与涡轮盘联合冷却热管理系统,其特征在于:所述空空换热器还包括冷空气排气端,所述冷空气排气端接入外界环境。

一种高马赫数航空发动机舱与涡轮盘联合冷却热管理系统

技术领域

[0001] 本公开涉及航空发动机热管理技术领域,尤其涉及一种高马赫数航空发动机舱与涡轮盘联合冷却热管理系统。

背景技术

[0002] 随着飞行器飞行速度越来越高,热的问题在航空发动机的设计中越来越凸显。热管理系统在航空发动机中的作用越来越重要,它是确保发动机各个系统能否正常工作的重要因素。然而,传统的较简单的热管理方案已无法满足现有高速飞行状态下的工作需求。涡轮盘冷却引气采用压气机出口空气,由于压气机出口温度越来越高,如果不对进入涡轮盘空气进行冷却,此时涡轮材料耐温水平有限,就存在涡轮盘超温问题,同时也无法满足动叶的冷却需求。发动机舱内也随着飞行马赫数越来越高舱内温度越来越高,已无法满足发动机的成附件正常工作温度需求。

[0003] 根据现有资料分析,现有技术为解决涡轮盘冷却问题时,一般采用换热器利用燃油或者外涵空气对进入涡轮盘的空气进行冷却,或者利用带液氮或者带氦冷却的空气冷却器来对空气进行冷却,增加了热管理系统的复杂性。另外一个方案是利用外涵空气对进入涡轮盘空气冷却方案,仅适用于相对较低速的飞行器。为解决发动机舱内温度过高的问题时,会采用通过在冲压燃烧室回路布置油-气热交换器,以便在进入发动机之前冷却高马赫数的冲压空气。

[0004] 现有的热管理系统方案中,对于发动机舱的冷却和涡轮盘超温冷却一般都是采用的单独冷却方案。对于高马赫数时的热管理方案,大部分都是采用空油换热器,利用燃油的热沉分别对发动机舱冷却引气和涡轮盘冷却引气进行降温,带来的问题就是燃油温升过高,存在燃油超温结焦的风险。

发明内容

[0005] 有鉴于此,本公开实施例提供一种高马赫数航空发动机舱与涡轮盘联合冷却热管理系统,本发明的热管理系统可以同时解决高速飞行器中航空发动机舱内温度高,成附件无法正常工作 and 压气机引气温度高涡轮盘超温的问题。

[0006] 为了实现上述目的,本发明提供如下技术方案:

[0007] 一种高马赫数航空发动机舱与涡轮盘联合冷却热管理系统,包括发动机空气主流流路,所述发动机空气主流流路包括在空气流动方向上依次连通的冷气进气道、压气机、主燃烧室、涡轮和加力燃烧室,还包括空空换热器和空油换热器,所述空空换热器的冷气进气端与所述冷气进气道连通,所述空空换热器的热气进气端与所述压气机的热空气排气端连通,所述空空换热器的热空气排气端与所述空油换热器的热空气进气端连通,所述空油换热器还包括冷燃油输入端,所述空油换热器的空气输出端连接所述涡轮的冷却气进气端。

[0008] 进一步地,还包括,设置在所述冷气进气道与所述空空换热器之间的空气涡轮泵,所述空气涡轮泵的进气端连通所述冷气进气道,所述空气涡轮泵的第一排气端连通所述空

空换热器的冷气进气端。

[0009] 进一步地,还包括发动机舱,所述空气涡轮泵的第二排气端连通所述发动机舱。

[0010] 进一步地,还包括第一控制阀门,所述第一控制阀门设置在所述冷气进气道与所述空气涡轮泵之间的连通管路上。

[0011] 进一步地,还包括第二控制阀门,所述第二控制阀门设置在所述压气机与所述空空换热器之间的连通管路上。

[0012] 进一步地,还包括第三控制阀门,所述压气机的热空气排气端还与所述涡轮的冷却气进气端连通,该连通管路上设置所述第三控制阀门。

[0013] 进一步地,所述空油换热器的冷燃油输入端包括在燃油流动方向上依次连接的油箱、增压泵、大流量油路部分成附件和燃滑油换热器,所述燃滑油换热器的输出端连接所述空油换热器的冷燃油输入端。

[0014] 进一步地,还包括燃油分布器,所述燃油分布器的输入端连接所述空油换热器的燃油输出端,所述燃油分布器的输出端连接所述加力燃烧室。

[0015] 进一步地,还包括预旋喷嘴和涡轮盘腔,所述预旋喷嘴和涡轮盘腔依次设置在所述空油换热器的空气输出端与所述涡轮的冷却气进气端之间的连接管路上。

[0016] 进一步地,所述空空换热器还包括冷空气排气端,所述冷空气排气端接入外界环境。

[0017] 本发明能够在增加空气涡轮泵、空空换热器和空油换热器的基础上,可同时解决高速飞行时发动机舱问题过高和涡轮盘超温的问题,具有易实施、易改造、高效的优点。

[0018] 进气道引气通过空气涡轮泵进行降温,其中一路进入到发动机舱内实现发动舱内降温,从而解决高马赫数时发动机舱超温问题。空气涡轮泵的另外一路冷却气体进入到空空换热器,实现压气机引气的初步降温,然后排出到外界环境。压气机引气通过空空换热器初步降温后,经过空油换热器,利用燃油的热沉实现压气机引气的最终降温,从而对涡轮盘进行冷却。

[0019] 另外,增加该空气涡轮泵后,可以在高速飞行状态下,实现进气道引气的200K温降。增加空空换热器和空油换热器后,可以在高速飞行状态下对压气机出口温度降低100K,满足涡轮盘冷却需求。相对之前热管理方案,可以减小燃油的热负荷,燃油温升降低将近20K。

附图说明

[0020] 为了更清楚地说明本公开实施例的技术方案,下面将对实施例中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本公开的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其它的附图。

[0021] 图1为本发明实施例热管理系统中空气流路示意图;

[0022] 图2为本发明实施例热管理系统中燃油流路示意图。

具体实施方式

[0023] 下面结合附图对本公开实施例进行详细描述。

[0024] 以下通过特定的具体实例说明本公开的实施方式,本领域技术人员可由本说明书

所揭露的内容轻易地了解本公开的其他优点与功效。显然,所描述的实施例仅仅是本公开一部分实施例,而不是全部的实施例。本公开还可以通过另外不同的具体实施方式加以实施或应用,本说明书中的各项细节也可以基于不同观点与应用,在没有背离本公开的精神下进行各种修饰或改变。需说明的是,在不冲突的情况下,以下实施例及实施例中的特征可以相互组合。基于本公开中的实施例,本领域普通技术人员在没有作出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本公开保护的范围。

[0025] 要说明的是,下文描述在所附权利要求书的范围内的实施例的各种方面。应显而易见,本文中所描述的方面可体现于广泛多种形式中,且本文中所描述的任何特定结构及/或功能仅为说明性的。基于本公开,所属领域的技术人员应了解,本文中所描述的一个方面可与任何其它方面独立地实施,且可以各种方式组合这些方面中的两者或两者以上。举例来说,可使用本文中所阐述的任何数目个方面来实施设备及/或实践方法。另外,可使用除了本文中所阐述的方面中的一或多者之外的其它结构及/或功能性实施此设备及/或实践此方法。

[0026] 还需要说明的是,以下实施例中所提供的图示仅以示意方式说明本公开的基本构想,图式中仅显示与本公开中有关的组件而非按照实际实施时的组件数目、形状及尺寸绘制,其实际实施时各组件的型态、数量及比例可为一种随意的改变,且其组件布局型态也可能更为复杂。

[0027] 另外,在以下描述中,提供具体细节是为了便于透彻理解实例。然而,所属领域的技术人员将理解,可在没有这些特定细节的情况下实践所述方面。

[0028] 如图1-2所示,本公开实施例提供一种高马赫数航空发动机舱与涡轮盘联合冷却热管理系统,所述热管理系统包括空气涡轮泵2、空空换热器6和空油换热器7;空气涡轮泵2布置在进气道8引气后;空气涡轮泵2有两个空气出口,一个出口流入发动机舱3中,一个出口流入外界环境5。

[0029] 当航空发动机低速飞行时,关闭第一控制阀1和第二控制阀4,打开第三控制阀20;当航空发动机高马赫数飞行时,打开第一控制阀1和第二控制阀4,关闭第三控制阀20;

[0030] 采用通过空气涡轮泵2对进气道8引气进行冷却,实现发动机舱3冷却来解决发动机舱3温度过高的问题。在舱内布置空空换热器6和在发动机主燃烧室内机匣下侧布置空油换热器7来解决涡轮盘17腔超温问题。具体技术措施为,在高马赫数飞行时,打开第一控制阀1和第二控制阀4,关闭第三控制阀20,采用空气涡轮泵2对进气道8引气进行冷却,空气涡轮泵2出口分两路,其中一路进入到发动机舱3内实现发动机舱3降温,另外一路进入到空空换热器6,对压气机9引气进行初步降温,然后排出到外界环境5。对于压气机9引气,通过空空换热器6利用空气涡轮泵2出口冷却初步降温后,经过空油换热器7,利用燃油的热沉实现压气机9引气的最终降温,从而对涡轮盘17腔进行冷却。

[0031] 在高马赫数飞行时,当不存在空气涡轮泵2时,进气道8来流空气温度过高,发动机舱3内温度高,无法满足成附件正常工作温度需求。同时当不存在空空换热器6和空油换热器7时,压气机7引气通过预旋喷嘴18,最后进入涡轮盘腔17,此时压气机出口温度过高,已经超过涡轮盘的耐温水平。

[0032] 针对这个问题,本实施例给出了高马赫数航空发动机舱与涡轮盘联合冷却热管理系统。具体实施方式如下:

[0033] (1) 在航空发动机低速飞行时,关闭第一控制阀1和第二控制阀4,打开第三控制阀20,此时该系统方案不工作,空气流路和常规发动机的流路一样,空气由进气道8,流入压气机9,压气机主流进入主燃烧室10,然后进入涡轮11,再进入到加力燃烧室12。另外压气机引气直接进入涡轮11中进行冷却。

[0034] (2) 在航空发动机高马赫数飞行时,打开第一控制阀1和第二控制阀4,关闭第三控制阀20,此时该系统方案工作。

[0035] (3) 图1热管理系统中空气流路示意图,对于进气道引气流路,进气道8的引气进过空气涡轮泵2进行冷却,空气涡轮泵出口分两路,其中一路进入过发动机舱3中,对发动机舱内进行降温,另外一路进入到空空换热器6中,对压气机9引气初步降温后,排出到外界环境5;

[0036] (4) 图1热管理系统中空气流路示意图,对于压气机引气流路,压气机9引气首先进入到空空换热器6中,通过进气道8经过空气涡轮泵2冷却过的引气的初步降温后,进入到空油换热器7中,利用大流量燃油的热沉对压气机9引气进行降温后,再流经预旋喷嘴18,进入到涡轮盘腔17,最后进入涡轮11;

[0037] (5) 图2热管理系统中燃油流路示意图,在燃油系统流路中,在大流量燃油流路增加空油换热器7,油箱13中的燃油经过增压泵14后进入大流量油路部分成附件15,紧接着流入燃滑油换热器16中,再流入空油换热器7,再流经燃油分布器19中,最后进入加力燃烧室12。

[0038] 以上所述,仅为本公开的具体实施方式,但本公开的保护范围并不局限于此,任何熟悉本技术领域的技术人员在本公开揭露的技术范围内,可轻易想到的变化或替换,都应涵盖在本公开的保护范围之内。因此,本公开的保护范围应以权利要求的保护范围为准。

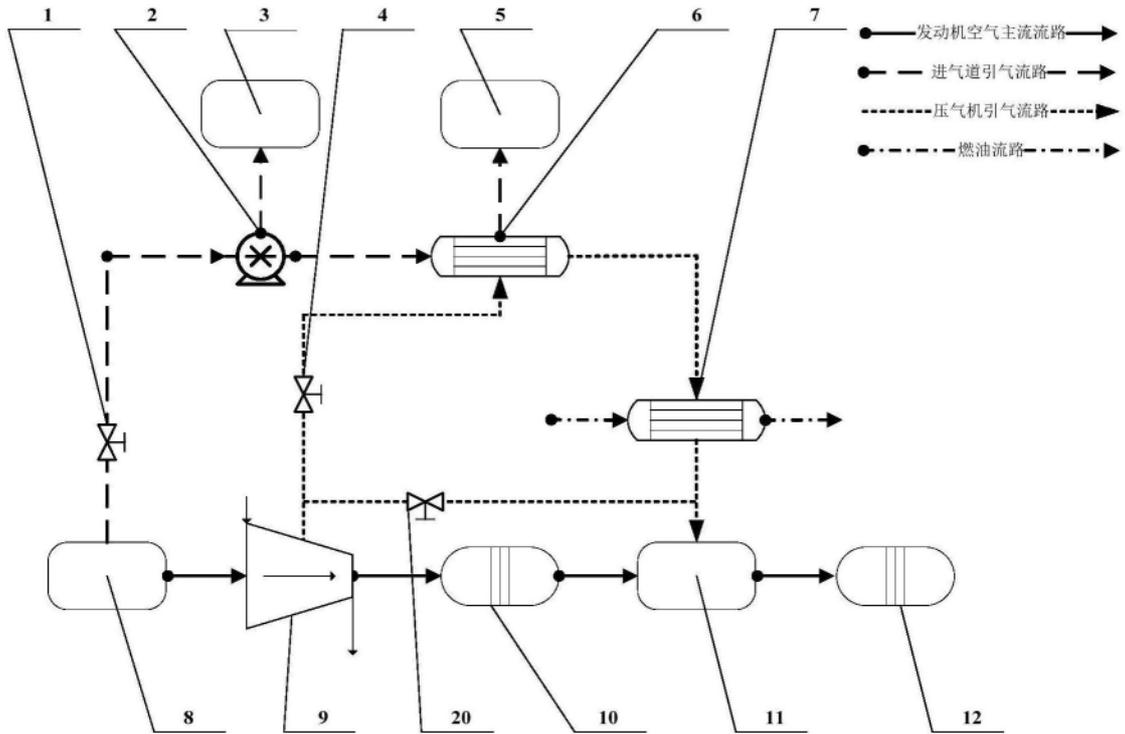


图1

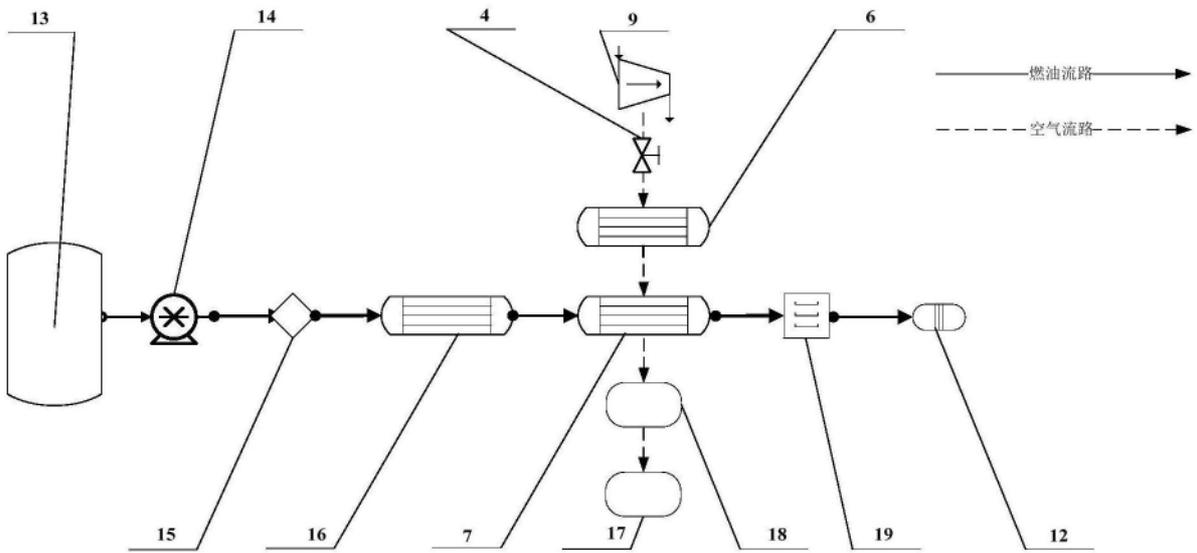


图2